

블로우다운 산화제 공급방식을 적용한 하이브리드 추진 시스템의 성능특성에 관한 연구

윤창진* · 김진곤** · 문희장***

A Study on the Performance Characteristics of the Hybrid Rocket with Blowdown Oxidizer Feeding System

Changjin Yoon* · Jinkon Kim** · Heejang Moon***

ABSTRACT

The blowdown oxidizer feeding system is effective in the respect of higher reliability by the small number of parts and the absence of additional pressurization tanks, but it also has the unfavorable disadvantage such as thrust variation during the operation. Thus, in order to understand the these performance characteristics inherent in the Hybrid Rocket Motor (HRM) with blowdown oxidizer feeding system, this study proposed the integrated mathematical model to describe physical phenomena in the following parts: the oxidizer tank, combustion chamber, fuel grain, nozzle and injector.

초 록

블로우다운 산화제 공급 방식은 부품 수가 적어 신뢰도가 높고, 별도의 가압 탱크가 존재하지 않아 발사체의 총 중량을 감소시킨다는 측면에서 효과적이지만, 일정한 추력 성능을 보장하지 않는 단점을 내재하고 있다. 따라서 본 연구에서는 각 부품의 수학적 모델링을 통해 구성된 블로우다운 산화제 공급방식 하이브리드 로켓의 성능 해석 모델을 제안하여, 고유의 성능 특성에 대하여 고찰하였다.

Key Words: Hybrid Rocket Motor, HRM, Hybrid Rocket Engine, HRE, Blowdown, Oxidizer feeding system, Performance characteristics

1. 서 론

하이브리드 로켓의 설계는 엔진 내부에서 발생 되는 복잡한 물리 현상과 그 상호 작용에 대한

이해를 필수적으로 요구한다. 기존의 여러 연구 자들에 의해 언급된 바 있는 하이브리드 엔진 내부 유동장의 대표적인 물리현상에는 고체 연료의 열분해 과정, 액체 산화제의 미립화 및 기화 과정, 기화된 연료와 산화제의 난류 혼합 및 연소 과정, 복사 열전달 및 검댕 생성 등이 있으며, 각 현상은 동시에 급격히 발생하여 그 상호 작용으로 해석을 보다 어렵게 하고 있다. 이러한

* 한국항공대학교 일반대학원 항공우주 및 기계공학과
** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
*** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail: hjm@kau.ac.kr

고유의 복잡한 연소 과정은 추진제의 조합에 따라 연료면이 타들어가는 속도(후퇴율)로 정량화되어 연구가 진행되어 오고 있으며, 후퇴율의 정확한 해석은 하이브리드 로켓 엔진의 내탄도 설계에 있어서 가장 중요한 정보로 인식되어 이를 규명하기 위한 연구가 현재까지도 지속되어 오고 있다.

2. 성능 해석 대상 엔진 소개

보다 실제적인 성능 해석의 적용을 위해 본 연구에서는 블로우다운 산화제 공급방식이 적용된 Fig. 1의 SpaceShipOne 하이브리드 로켓 SD-010을 해석 대상으로 선정하였다. 별도의 가압장치가 없는 블로우다운 방식의 산화제 공급은 부품 수가 적어 신뢰도가 높고 경제적인 것으로 알려져 있지만, 산화제 탱크의 압력, 유량, 추력 등이 시간에 따라 변하는 특징을 갖고 있어, 비정상(Unsteady)적인 성능 해석의 연구가 필수적이다.

SpaceShipOne의 주요 부품의 사이즈나 중량 및 엔진 성능은 Aviation Week & Science Technology[1-3]에 기재된 칼럼을 통해 알 수 있었으며, 언급되지 않은 부품의 사이즈는 AeroRocket사에서 개발된 48:1 축척의 풍동 모델[4]을 이용하여 계산할 수 있었다. 특히, 모터 내부 연료 그레인의 기하학적 형상과 사이즈는 구체적으로 언급된 바가 없어서, 참고문헌 [5]을 통해 주어진 조건에서 최적의 그레인 형상을 설계하여 재구성하였다. 자세한 제원은 Table 1을 통해 요약하였다.

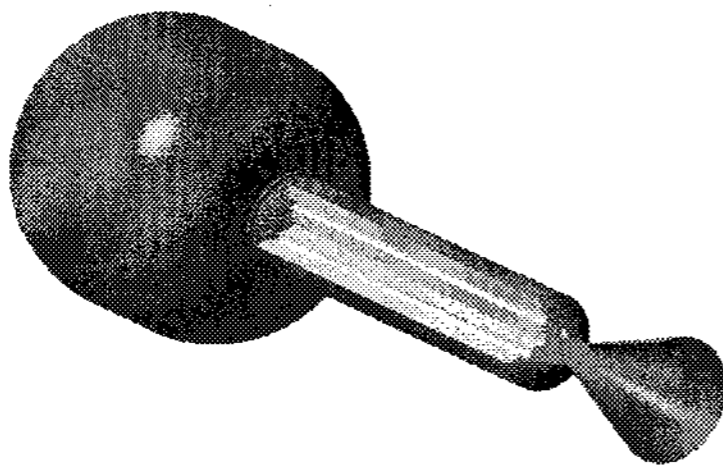


Fig. 1 재구성된 SpaceShipOne 하이브리드 로켓 추진 시스템

Table 1 SpaceShipOne의 하이브리드 로켓 모터 제원 및 해당 참고문헌

Motor Performance	Burn Time[1]	83.9 sec
	Total Loaded Weight[1]	3084.0 kg
Oxidizer Tank	Type[1]	Nitrous Oxide
	Weight of Oxidizer[2]	1633 Kg
	Vol. of Initial Gas[4]	2.0 m ³
	Diameter[4]	1520 mm
Injector	# of Orifice holes[5]	50 EA
	Orifice Diameter[5]	3 mm
	Orifice Length[5]	20 mm
Fuel Grain	Type[1]	HTPB
	Weight of Fuel[2]	272 Kg
	# of Ports[2]	4 EA
	Port Diameter[5]	125 mm
	Grain Length[5]	2.0 mm
	Grain Diameter[5]	500 mm
Nozzle	Expansion Ratio[3]	25
	Nozzle Exit Diameter[4]	650 mm
	Nozzle Throat Diameter[3]	130 mm

3. 부품별 수학적 모델링

블로우다운 산화제 공급방식 하이브리드 로켓의 각 부품에서 발생하는 물리적 현상을 기초로 수학적 모델링을 수행하였다. 본 연구에서 고려된 대표적인 물리현상에는 산화제의 급격한 배출에 따른 탱크 내부 압력 강하, 탱크와 연소실 내부 압력 차에 의한 공급 유량 변화, 공급유량에 의해 조절되는 연소실 압력 및 화학반응, 연료 표면의 타들어감에 따른 기하학적 구조 변화 등이 있다. 이와 같은 주요 물리 현상은 단순화 및 수학적 모델링 과정을 거쳐 하이브리드 추진 시스템의 성능 해석에 통합되어 활용된다.

3.1 산화제 탱크의 열역학적 해석

초기 고압으로 충전된 산화제 탱크는 산화제를 배출함에 따라 점차 압력이 감소하게 된다. 탱크 내의 산화제는 초기 포화된 상태로 존재하며, 이때 탱크 압력은 산화제의 포화압력과 가압가스 압력의 합으로 고려된다. 만일 탱크 내부 시스템이 열역학적 평형 상태를 유지한다면, 탱크 내 압력은 주변 대기온도에서 산화제의 포화압력으로 일정하게 유지되지만, 추진제가 지속적으로 배출

됨에 따라 탱크 내부의 열역학적 상태는 급격히 변화하게 된다.

$$P_g(t) = P_{gi} \left(\frac{V_{gi}}{W_u(t)/\rho_o + V_{gi}} \right)^k \quad (1)$$

탱크 내부 가스 압력은 사용된 산화제 양에 의해 식 (1)과 같이 등엔트로피식을 통해 나타낼 수 있다.

3.2 산화제 분사 유동 모델링

인젝터의 오리피스를 통과하는 액체 산화제는 비압축성 난류 유동으로 취급될 수 있으며, Darcy-Weisbach식과 Blasius 마찰계수식을 통해 산화제 유량에 대하여 식 (4)와 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{m}_o = N\rho_o Q = N\rho_o \left[\frac{P_g + \rho_o g - P_c}{0.3164 \left(\frac{\mu\pi D}{4\rho} \right)^{0.25} \frac{8\rho L}{\pi^2 D^5}} \right]^{\frac{1}{1.75}} \quad (4)$$

3.3 연소기, 연료 그레인 및 노즐 유동

연소기 내의 화학반응, 연료그레인의 기하학적 구조 변화는 참고문헌 [6,7]의 모델링 기법을 적용하였으며, 노즐 내부는 등엔트로피 유동으로 간주하였다.

4. 전체 추진 시스템 해석

본 모델에서 제안한 블로우다운 공급 방식의 산화제 유동 모델은 하이브리드 추진 시스템에서 발생하는 물리적 현상을 충실히 반영하고 있다. 인젝터를 통해 공급된 산화제는 연소실에서 연료와 급격히 반응하여 연소기 압력을 상승시킨다. 아울러 탱크로부터 배출된 산화제는 탱크 내부 산화제 중량을 감소시켜, 산화제 탱크 가스 압력을 감소시키는 원인이 된다. 산화제 탱크의 압력 강하와 연소실의 압력 상승은 이 둘 사이의 차압을 보다 감소시켜, 연소기로 공급되는 산화제 양을 점차 줄이게 한다. 또한, 감소된 산화제 유량은 시간에 따라 화학반응이 농후하게 진행되도록 유도하고, 산화제 질량 유속을 감소시켜 연료 표면이 타들어가는 속도를 점점 낮추게 한다. 이러한 과정은 전체 시스템의 통합 해석을 통해서만 정량화가 가능하며, 이는 본 모델의 유용성을 한층 더하게 한다.

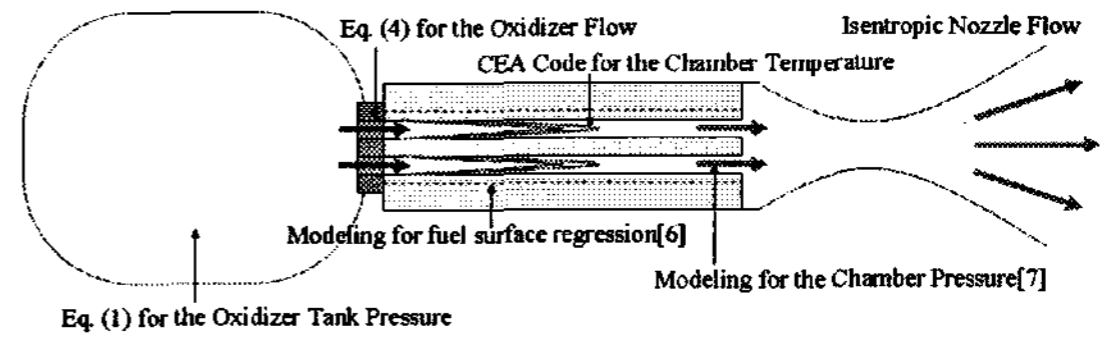


Fig. 2 블로우다운 산화제 공급방식 하이브리드 추진 시스템의 성능 예측 모델

5. 성능 결과 해석

산화제 탱크의 압력 하강 경향성과 유사하게 연소실 압력이 형성됨을 Fig. 3을 통해 확인할 수 있으며, 이는 산화제 탱크 압력, 연소실 압력 및 산화제 공급 유량의 긴밀한 상호 작용에 의한 것으로 판단된다. 즉, 산화제가 연소실로 분사됨에 따라 탱크 내부의 압력 강하와 연소실 압력 상승이 유도되며, 이 차압은 다시 산화제의 분사량을 조절하게 된다. 이와 같은 지속적인 피드백 과정은 연소 종료 직전까지 이루어지며, 산화제 탱크 압력이 산화제 배출로 인하여 낮아짐에 따라 전반적인 성능 변수가 줄어들게 된다.

본 해석 모델을 통해 연소실 압력이 약 43~20 bar 수준에 위치하고, 약 23bar 내외의 압력 변화폭을 보임을 확인하였다. 로켓의 추력 변화가 연소실 압력 변화와 동일한 경향성을 가짐을 감안할 때, 본 연구에서 도출한 성능 변화폭은 블로우다운 산화제 공급 방식을 적용한 엔진의 경우에 있어서 핵심적인 변수가 될 것으로 사료되며, 이는 탱크 압력, 연소실 압력, 배출 유량을 본 모

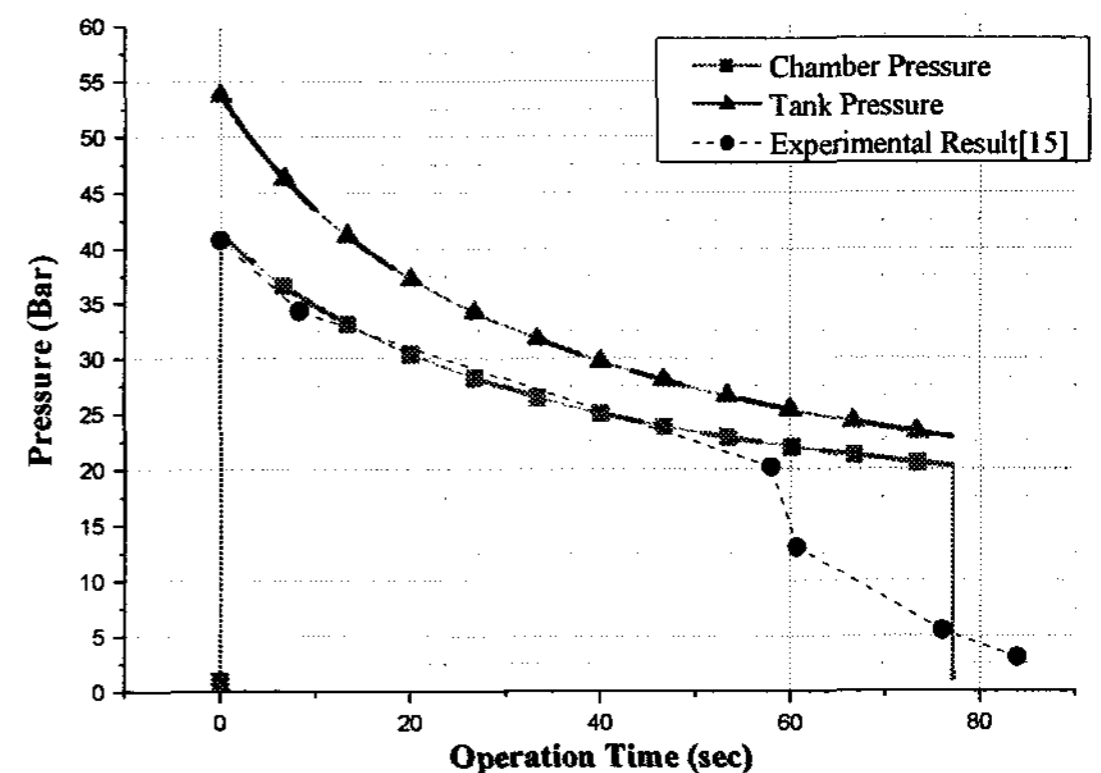


Fig. 3 작동 시간에 따른 산화제 탱크 및 연소실 압력선도

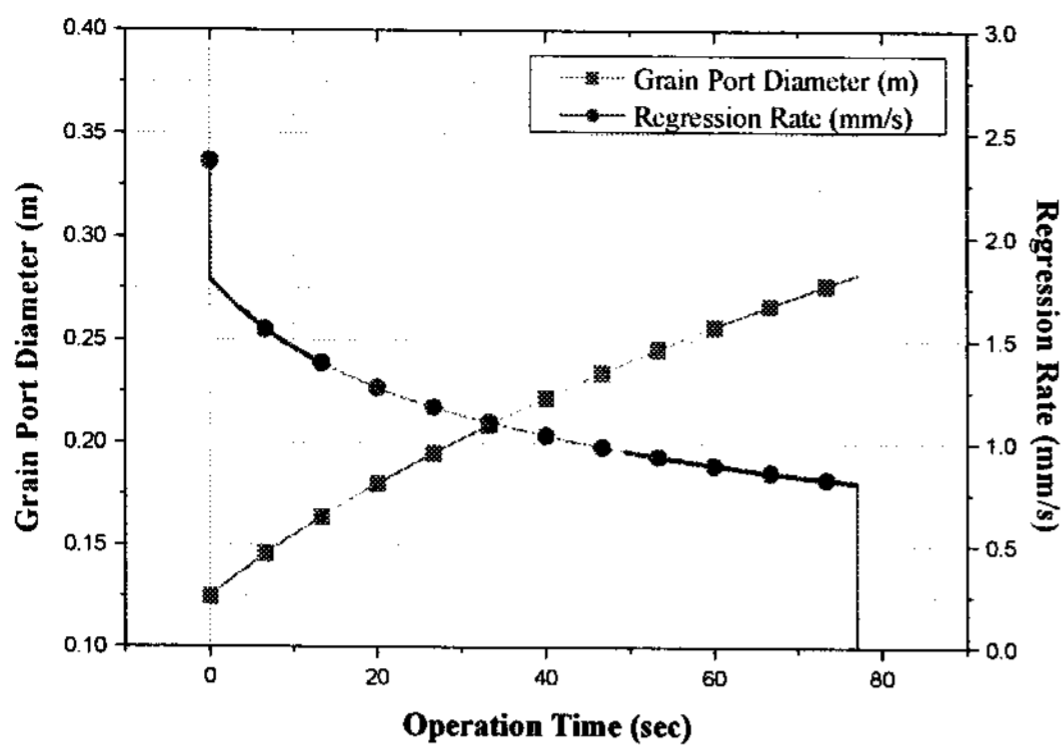


Fig. 4 작동 시간에 따른 연료 그레인 포트 직경 및 후퇴율 변화

델과 같이 동시에 고려할 때 결정될 수 있다.

연소실의 압력은 약 58초 이전까지 Scaled Composites사에서 공개한 시험 자료와 비교적 정확하게 일치함을 알 수 있다. 산화제 공급 밸브 차단이 77초에 이루어진 것을 미루어 볼 때, 58 초 이후의 연소실 압력의 급격한 강하는 연료 그레인 포트의 병합 때문인 것으로 판단된다. 산화제 공급 유량의 감소와 포트 면적 증가에 의해 후퇴율은 Fig. 4와 같이 지속적으로 감소되며, 이로써 연료 그레인 포트의 증가폭은 점차 감소하게 된다. 연료 그레인 외경이 50mm이고, 4포트의 형상을 가짐을 고려할 때, 포트 직경이 연료 그레인 반경 25mm 까지 확대되기 직전에 연료 그레인 포트 간에는 병합이 발생할 것으로 예상된다. Fig. 4를 통해 포트의 직경이 25mm 되는 시점은 약 55~60 초 사이에 위치하고 있음을 알 수 있다. 이는 Fig. 15의 실험 결과에서 압력이 급감한 시점과 일치한다. 따라서 본 연구진은 약 55~60초 부근에서 발생한 연료 그레인 포트의 병합이 4개 포트에서 독립적으로 반응이 진행된 경우에 비해 비효율적인 조건에서 연소가 이루어져 압력 강하를 발생시킨 것으로 판단하였다. 즉, 포트가 병합됨에 따라 감소되는 연료 표면적은 연소실로 공급되는 연료량을 급격히 줄이게 하여 연소실 압력 강하를 유발시키는 것으로 추측된다.

6. 결 론

본 연구에서 제안된 성능 해석 모델은 블로우다운 산화제 공급방식을 채택하고 있는 Scaled Composites사의 SpaceShipOne의 성능 변수를 도출하는데 사용되었으며, 그 주요 특징은 다음과 같다.

- 1) 산화제 탱크 내부 압력, 연소실 압력 및 산화제 유량은 긴밀한 상호작용에 의해 작동되며, 산화제 탱크 압력이 산화제 배출로 인해 낮아지면서 성능 변수가 전반적으로 줄어들게 된다. 추진 시스템의 통합 성능 해석을 통해 SpaceShipOne에서 연소실 압력이 43~20bar 수준이고, 압력의 변화폭이 약 23 bar 내외임을 확인하였다.
- 2) 연료가 타들어감에 따라 그레인의 기하학적 구조 및 연소실로 공급되는 연료 유량은 작동 시간에 따라 변화하게 된다. SpaceShipOne의 경우, 약 55~60 초 내외에서 연료 그레인 내부 포트 병합이 이루어진 것으로 예측되었으며, 이는 연소실 압력 급감을 통해 확인할 수 있었다.

후 기

"이 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10034-0(2007))."

참 고 문 헌

1. Aviation Week & Space Technology, 10/11/04, p.35
2. Aviation Week & Space Technology, 06/28/04, p.28
3. Aviation Week & Space Technology, 04/21/03, p.69
4. AeroRocket Company Official Web Site, <http://www.aerorocket.com>
5. Humble, R., "Space Propulsion Analysis and Design", McGraw-Hill, 1995.
6. 윤창진, 송나영, 유우준, 김진곤, 성홍계, 문화장, "PE-GOX 하이브리드 모터의 성능 예측 기법 : Part I, 후퇴율 특성", 한국추진공학회지, 제 11권 제 2호, 2007, pp. 71-78
7. 윤창진, 송나영, 유우준, 문화장, 김진곤, 성홍계, "PE-GOX 하이브리드 모터의 연소 특성 및 성능 예측 기법 : Part II, 내탄도 성능", 한국추진공학회지, 제 11권 제 2호, 2007, pp. 79-85